

## 低圧軸流送風機の共鳴騒音に関する研究\*

(丸棒の位置, 回転数および翼先端形状の影響)

児 玉 好 雄\*\*, 深 野 徹\*\*\*

### Resonance Tone Generated by Low Pressure Axial Flow Fans (Effects of Rod Location, Rotational Frequency and Blade Tip Profile on Resonance Tone)

by Yoshio KODAMA and Tohru FUKANO

Resonance tone is minimized by reducing the tip clearance, say less than about 1 mm. Even in these conditions it occurs with a sufficiently high level if a rod is attached near the leading edge on the suction surface of the blade, as well as if a part of the blade tip is cut off. The fundamental resonance frequency,  $f$ , is about 60~70 % of the blade passing frequency and is correlated by a Strouhal number as  $f = S_t \cdot W/D$ , where  $S_t = 0.2$  and  $W$  is the relative velocity.  $D$  is the characteristic length, which is without exception equal to the integer multiple of  $0.076 t$ , where  $t$  is the blade pitch.

**Key Words**: Fluid Machine, Resonance Tone, Fan Noise, Axial Flow Fan, Tip Clearance, Blade Tip Profile

#### 1. 結 言

送風機から発生する騒音の音圧レベルは最高効率点で最小となり, 流量の減少に従って一定値をとった後, 急激に増加して極大となり, 若干低下して極小値をとった後, 締切り状態に近づくにつれ再び増加するという傾向を示す<sup>(1)~(4)</sup>. 最高効率点近傍では流れは翼に沿って流れており, この流量域においては回転騒音は動・静翼の配置<sup>(5)</sup>やダクトのひずみを是正する<sup>(4)</sup>ことなどの配慮をすることによって減衰させることができるので, 問題となるのは乱流騒音である. この騒音に関して著者らは, 翼先端すきまを狭くすることによって騒音を大幅に低下させ得ること, 先端すきまを考慮に入れた乱流騒音の音圧レベル予測式を導入し, これが実測値とよく一致すること, を示した<sup>(6)</sup>.

一方, 音圧レベル極大点近傍では翼後流は著しく乱れており, 回転騒音とは異なる性質の離散周波数騒音が発生する場合がある. このような低流量域特有の離散周波数騒音の発生原因としては従来からサージングに起因する騒音<sup>(7)(8)</sup>, 回転失速に基づく騒音<sup>(9)</sup>などが

あるといわれているが, 本報の騒音はこれらとは原因を異にしている. 既報によれば, この離散周波数騒音は, 動翼周辺の流れが励起力となり, ダクト系と共鳴して発生したものであり, 著者らはこれを共鳴騒音と名付けた<sup>(2)</sup>. この騒音の発生によって騒音の全帯域音圧レベルは著しく増加し, 観測者に極めて強い不快感を与える. 本報では低流量域の騒音レベルを支配し, その極大点を形成する主因となっているこの共鳴騒音と翼先端の形状およびすきまとの関連性, ならびにその発生機構を明確にするための診断的実験結果について述べる.

#### 2. 実験装置および方法

図1は実験装置の概要を示したものである. 装置の

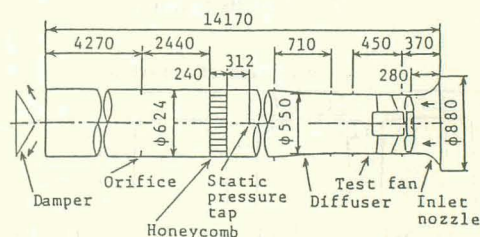


図1 実験装置の概要

\* 昭和61年4月1日 第63期通常総会講演会において講演, 原稿受付 昭和60年8月21日.

\*\* 正員, 長崎大学工学部 (〒852 長崎市文教町1-14).

\*\*\* 正員, 九州大学工学部 (〒812 福岡市東区箱崎6-10-1).

全長は約 14 m で、送風機の口径は 550 mm である。この送風機の電動機は 4 極であり、羽根車は電動機の上流側に直結されている。

本実験では 2 種類の実験が行われた。第 1 の実験では翼先端すきまおよび先端形状が共鳴騒音におよぼす影響を調べた。この実験で使用された羽根車は図 2 に示す翼断面がクラーク Y 形をした厚肉翼の 8 枚羽根を有している。この羽根車を以下では CAI と略記することがある。その主要諸元は表 1 に示すとおりである。

図 3 はこの動翼の先端形状を示したもので (a) は市販されている羽根車の羽根形状で基本となるものである (この羽根をもつ羽根車を NCI と略記する)。図 3 (b) は前縁部と後縁部とをともに切除した羽根 (LTCI)、図 3 (c) は前縁部のみを切除した羽根 (LCI)、図 3 (d) は後縁部のみを切除した羽根 (TCI) である。なお、翼先端すきまは動翼の外径を一定に保ってダクト内壁面を表面が滑らかでかつ真円になるように樹脂でコーティングすることによって変えた。コーティングの範囲は動翼先端部 45 mm ( $C_w=45$  mm) で、これはほぼ動翼先端の軸方向投影厚さに等しい。表 2 は採用した平均先端すきまと切除した各寸法を示したもので、先端すきまは各羽根車に対して四とおり変えた。表 2 中の ( ) は最小先端すきま ( $s_{min}$ ) を意味している。

第 2 の実験は共鳴騒音の発生機構の診断的調査である。この実験には NCI が用いられた。実験では直径 7 mm ( $D_R=7$  mm) および 4 mm を有する長さ 50 ( $L_R=50$  mm), 100, 140 mm の塩化ビニル製の丸棒を翼の圧力面または負圧面上に装着して共鳴騒音の音圧レベルと丸棒の大きさならびに丸棒の設定位置との関係を主として調査した。

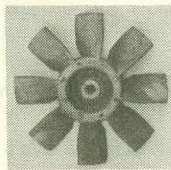


図 2 供試羽根車 (CAI)

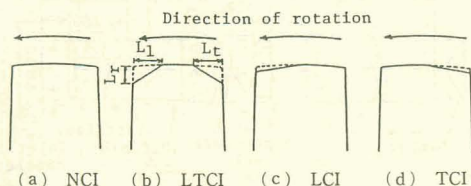


図 3 羽根車の先端形状 (CAI-Fan)

騒音測定は、通常は送風機の軸中心上の入口ノズル端から 1.5 m 上流の点 (遠距離場) で行った。管内での測定はノーズコーンを入口ノズル開口端から管内にそう入して行った。動翼前縁から 60 mm 上流の断面を基準断面として、軸方向にこの断面から上流側へ約 40 mm 間隔で測定した。これらの出力信号を狭帯域スペクトルアナライザで周波数分析し、その結果を高速度レベルレコーダで記録した。

### 3. 実験結果および考察

**3・1 共鳴騒音の性質** 図 4 (a), (b) および (c) はそれぞれ共鳴騒音 (140 Hz) の軸方向減衰特性、送風機軸中心を含む水平面内における等音圧レベル線、いわゆる放射特性、および翼回転数によるスペクトル密度分布の差異を示したもので、いずれも騒音の音圧レベルが極大となる点の結果である。なお、図 4 (b) では原点を入口ノズル端の断面中心にとり、 $\theta=0^\circ$  は送風機の軸中心方向である。図 4 (a) における 235 Hz は翼通過周波数の基本周波数であるが、この音は軸方向距離  $z$  が 100 mm 程度までは動翼回転騒音 ( $m=8$ ) の減衰理論線<sup>(10)</sup>に乗って減衰するが、 $z>200$  mm ではその減衰ははなはだ悪くなる。これはダクトが玉子形にひずんでいるため、ダクトと羽根車との干渉によって生じた、軸方向に減衰しない  $m=0$  のモードの干渉騒音が発生したためであり<sup>(4)</sup>、共鳴騒音には全く関係ない。

一方、140 Hz 音は動翼近傍での減衰はほとんどなく、この点で回転騒音とは性質を異にしている。これが本報で対象としている共鳴騒音である。これは、入口ノズル端近傍で管の広がりのためそのレベルが多少

表 1 供試羽根車の主要諸元

	Tip	Mean	Hub
Radius mm	265.0	205.7	120.0
Stagger angle	66.2°	56.8°	44.0°
Inlet angle	73.5°	66.0°	55.0°
Outlet angle	64.5°	56.0°	42.0°
Chord length mm	112	123	102
Maximum thickness mm	8.8	9.7	10.4

表 2 翼先端すきまと切除寸法

Impeller	Tip clearance, $\bar{s}$ mm	$L_1$ mm	$L_t$ mm	$L_r$ mm
NCI	6.6, 4.05, 2.05, 0.8	0	0	0
LTCI	13.2(6.6), 10.7(4.05), 8.7(2.05), 7.4(0.8)	33	39	20
LCI	7.8(6.6), 5.2(4.05), 3.2(2.05), 1.9(0.8)	56	0	5
TCI	7.8(6.6), 5.2(4.05), 3.2(2.05), 1.9(0.8)	0	56	5

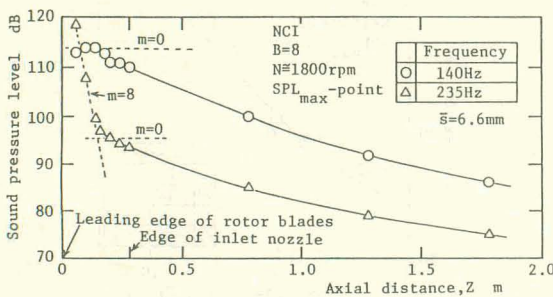


低下するもののかなり高いレベルで大気中へ放射され、遠距離場では 235 Hz 音 ( $\Delta$ 印) よりも 10~15 dB 高い音となって観測される[図 4 (c)]. この放射特性は図 4 (b)に示されるように送風機軸中心上に最大のレベルをもつ分布をしている。共鳴騒音は、図 4 (c)にみられるように翼通過周波数の 6~7 割程度の周波数をもっていることが特徴的である。図 4 (c)の  $N=1760$  rpm でみられるように共鳴騒音は回転数の増加に従って顕著となり、観測者に強い不快感を与える。

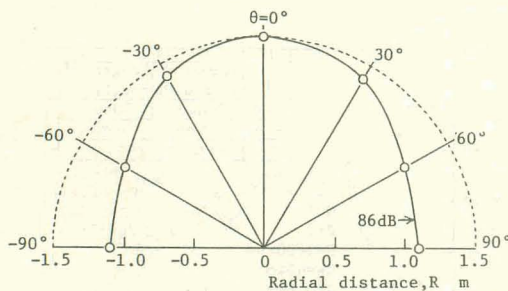
**3・2 共鳴騒音に与える翼先端すきまおよび形状の影響** 図 5 (a)は NCI ファンの音圧レベル極大点

における騒音のスペクトル密度分布を、図 5 (b)は 140~150 Hz 帯域の共鳴騒音の発生流量域と音圧レベルとの関係を示したものである。図 5 (a), (b)から翼先端すきまの減少に従って音圧レベルは低下し、発生流量域も狭くなることがわかる。これは翼先端すきまが狭くなると翼先端における圧力面側から負圧面側への流れが抑制され、共鳴騒音の励起力となる速度変動レベルが減少することにその一因があると考えられる。

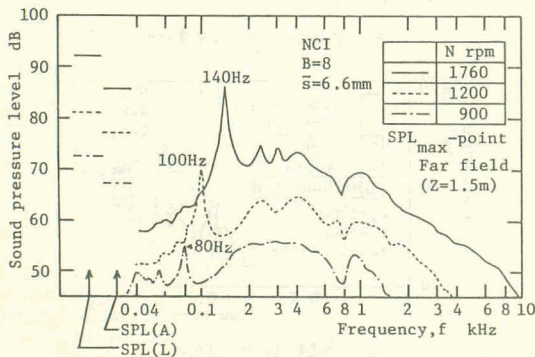
図 6 は共鳴騒音に与える翼先端形状の影響を調べたもので、(a)は翼先端すきまの最小値  $s_{\min}$  が 6.6 mm の場合の騒音のスペクトル密度分布の比較を、(b)と(c)はそれぞれ  $s_{\min}=6.6$  mm と  $s_{\min}=2.05$  mm の場合の共鳴騒音の音圧レベルとその発生流量域を示している。音圧レベルは翼前縁部の切削面積(表 1)が最も大きい LTCI の場合に最も高く、LCI, TCI, NCI の順に低くなっている。LCI ( $\square$ 印)と TCI ( $\nabla$ 印)では翼先端すきま  $s$  は同じであるが、翼の切除部が前



(a) 軸方向減衰特性

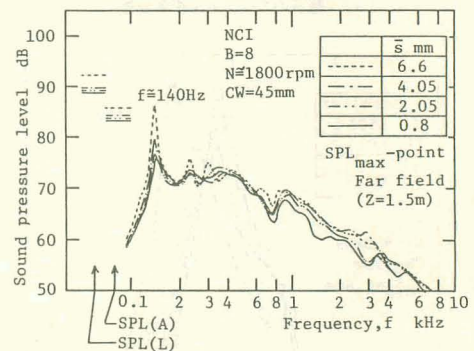


(b) 放射特性

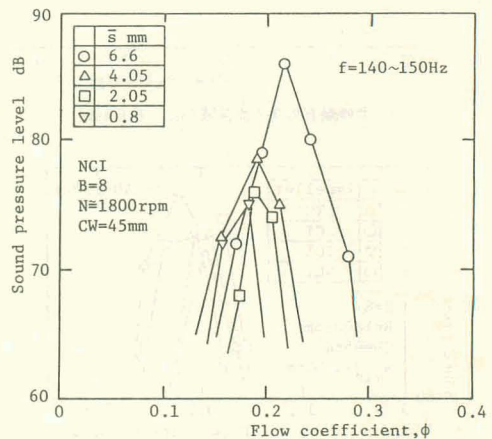


(c) 回転数による差異

図 4 CAI-Fan (NCI) の共鳴騒音の性質 ( $\bar{s}=6.6$  mm)



(a) 騒音のスペクトル密度分布



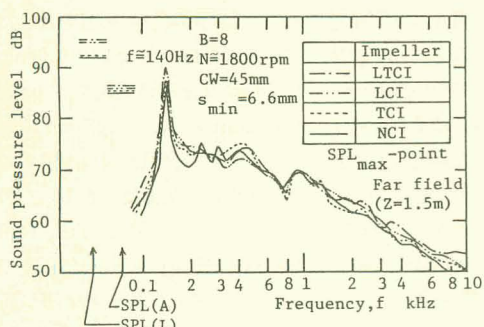
(b) 共鳴騒音の発生流量域

図 5 翼先端すきまによる差異

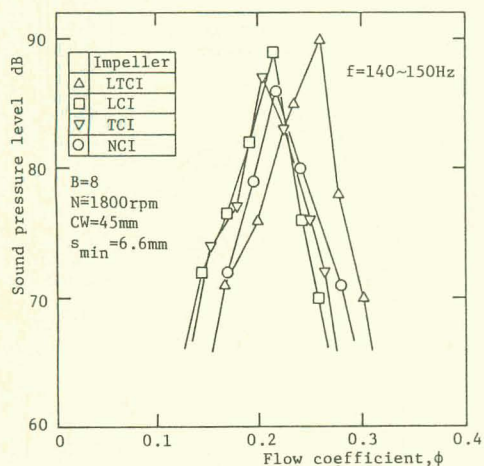
縁側か後縁側かの差がある。 $s_{\min}$  が 6.6 mm の場合、LTCI の共鳴騒音のみが比較的高流量側で発生し、残りの三者の差はほとんどみられない。しかしながら  $s_{\min}$  が小さいと図 6(c) にみられるように、羽根車による差が明確になる。つまり前縁側を切削した場合の共鳴騒音の発生開始点は高流量側にあり、その切削面積が広いほど音圧レベルが高い。以上のことより、共鳴騒音の発生に対して翼の前縁近傍が支配的役割を果

たしていることが推測される。

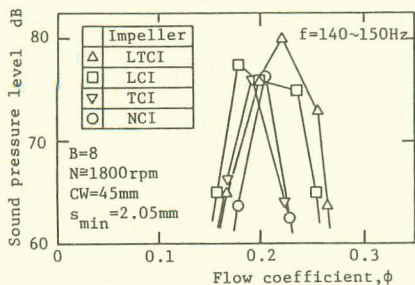
図 7 は各羽根車の音圧レベル極大点における共鳴騒音を翼先端すきま  $\bar{s}_L$  についてまとめたものである。NCI と TCI では最小すきま  $s_{\min}$  を横軸の  $\bar{s}_L$  として採用しているが、LCI と LTCI の場合は 3・1 節の検討を考慮に入れてこれに前縁側の切削部分の面積を  $L_i$  (図 3) で割った値を加えたものを  $\bar{s}_L$  として採用している。図 7 から、 $\bar{s}_L$  の増加に従って共鳴騒音の音圧レベルは増加することがわかる。横軸には  $\bar{s}_L$  のほかに  $s_{\min}$  や  $s$  も採ってみたが  $\bar{s}_L$  の時最もまとまりがよかった。



(a) 騒音のスペクトル密度分布



(b) 共鳴騒音の発生流量域 ( $s_{\min}=6.6$  mm)



(c) 共鳴騒音の発生流量域 ( $s_{\min}=2.05$  mm)

図 6 翼先端形状による差異

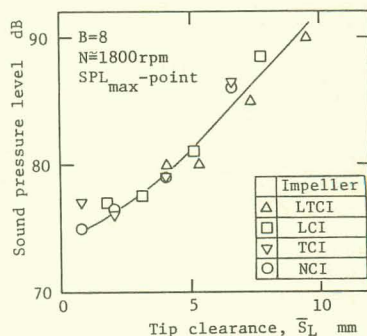
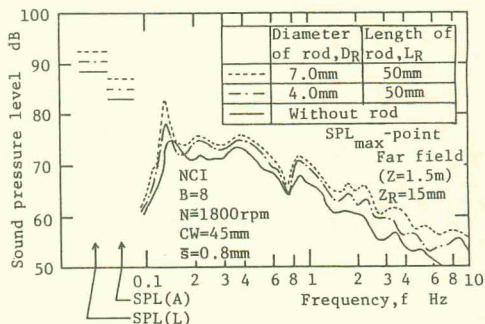
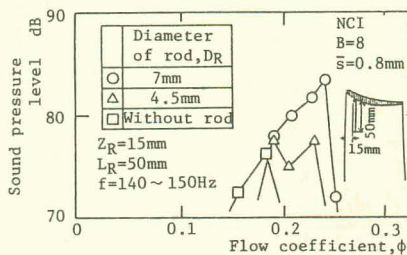


図 7 共鳴騒音におよぼす翼先端すきまの影響



(a) 騒音のスペクトル密度分布



(b) 共鳴騒音の発生流量域

図 8 丸棒の大きさによる差異  
(丸棒を負圧面上の翼先端側に付けた場合)



**3.3 共鳴騒音の発生機構に関する検討** 共鳴騒音の発生機構を調べるために共鳴騒音の音圧レベルが最も低い  $\bar{s}=0.8\text{ mm}$  の NCI を用いて翼の圧力面側もしくは負圧面側に丸棒を取付けて音圧レベルや流動を測定する診断的実験を行った。図 8 は長さ 50 mm の丸棒を翼の負圧面上の前縁から 15 mm 下流 ( $Z_R=15\text{ mm}$ ) の翼先端側に取付けた場合の共鳴騒音の測定結果を示したもので、パラメータは丸棒の直径である。丸棒の直径が大なるほど音圧レベルは高くなり〔図 8 (a)〕, その発生流量域も広がる〔図 8 (b)〕。

図 9 は丸棒の長ささと取付け面が負圧面か圧力面かによる差異を示したものである。この結果から負圧面上に丸棒を付け、その長さが長くなるほど音圧レベルは高くなることがわかる。

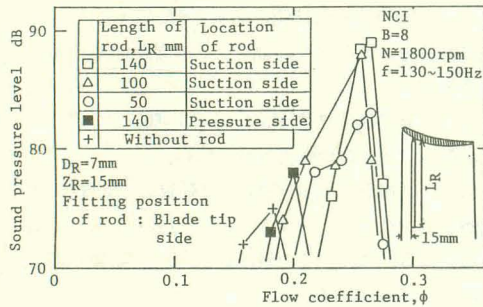
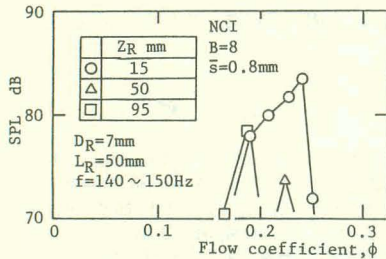
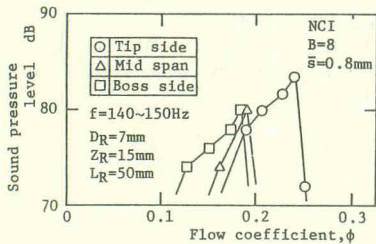


図 9 丸棒の長ささと取付け場所による差異 (丸棒を翼先端側に付けた場合)



(a) 翼弦長方向による差異



(b) スパン方向の位置による差異

図 10 丸棒の取付け位置による差異 (丸棒を負圧面上に取付けた場合)

図 10 の (a) は翼前縁からの距離  $Z_R$  の影響を, (b) は  $Z_R=15\text{ mm}$  の位置でスパン方向の位置を変えた場合の結果を示したものである。図 10 から, 翼前縁の先端側に丸棒を取付けた場合が共鳴騒音は最も高いことがわかる。これら図 6~10 の結果に基づけば, 共鳴騒音の発生には主として動翼先端側負圧面上の前縁近傍が支配的役割を果たしている。

図 11 は丸棒を翼に取付けた時共鳴騒音が最も顕著に発生した場合に熱線流速計で計測した乱れのスペクトル密度分布である。実線は動翼後縁から下流側 70 mm, 破線は上流側 20 mm の各断面の半径  $R$  が 180 mm の点で計測したものである。動翼の上流では一様でない翼のまわりの速度分布が羽根とともに回転するために生じる速度変動, つまり翼通過周波数 235 Hz の変動成分のみが乱れの離散周波数成分として観察されるが, 下流では翼通過後の乱れにより全周波数帯域で乱流レベルが増加するほか, 共鳴騒音の周波数 140 Hz にもピークが形成されている。これらのことから大規模の翼端もれ流れの存在が必ずしも共鳴騒音発生

表 3 共鳴騒音の流量特性

B	Frequency	Sound pressure level	dB										
3	160 Hz		79	<table><tr><td></td><td>Fan</td><td><math>\bar{s}</math> mm</td></tr><tr><td>○</td><td>AI</td><td>6.0</td></tr><tr><td>△</td><td>CAI</td><td>6.6</td></tr></table>		Fan	$\bar{s}$ mm	○	AI	6.0	△	CAI	6.6
		Fan	$\bar{s}$ mm										
○	AI	6.0											
△	CAI	6.6											
	200 Hz		77 77										
4	63 Hz	70	72	○: N=1200rpm △: N=1800rpm									
	200 Hz		79 74										
5	80 Hz	68	67		74								
	160 Hz		77		85								
	250 Hz		76		77 76								
6	80 Hz		77										
	100 Hz		75										
	160 Hz		77			78							
	200 Hz		79			82 76							
8	100 Hz		74		76								
	125 Hz		74		78								
	160 Hz		74		78 88 80 75 69 67								
	200 Hz				74								
	250 Hz		80		81 81								
	315 Hz				73 73 74								
		0	50	100	150	200							
		Flow rate, Q <sub>N</sub> m <sup>3</sup> /min											

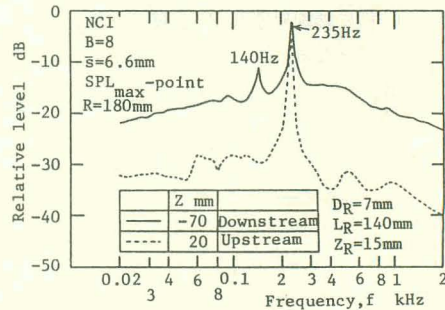
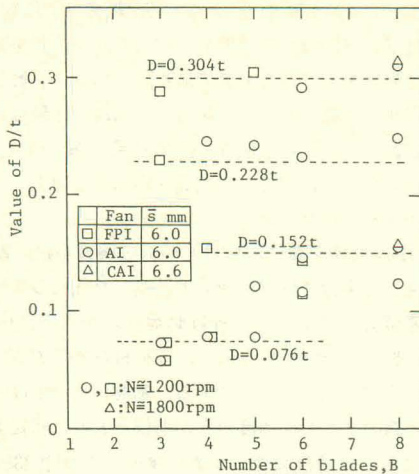


図 11 速度変動のスペクトル密度分布

図 12  $D$  と  $t$  との関係

の条件ではないことがわかる。

**3・4 共鳴騒音の周波数** 表 3 は CAI および AI (翼形翼) ファン<sup>(2)</sup>に観察された共鳴騒音をまとめたもので、横軸は流量である。動翼枚数  $B$  の次の欄には観測された共鳴周波数を、その時の音圧レベルが次の欄に流量の関数として示してある。表 3 の周波数のうち最小のもの (63 Hz) でもダクト内気柱振動のパターンは約 5 個の腹をもち、この音の基本周波数 (約 12.5 Hz) よりはるかに高い。一方、最大の周波数 (315 Hz) の場合の半波長は管径にほぼ等しく、腹は約 25 個存在している。この場合これ以上の周波数の共鳴騒音は本実験装置では発生しないと考えられるが、これ以下の共鳴周波数の選択にはかなり自由度があることがわかる。その一例として CAI で  $s=6.6$  mm のとき、 $Q$  が 80~160 m<sup>3</sup>/min の範囲で共鳴周波数が約 40 Hz 変わる。

3・1 節に述べたように共鳴騒音の基本周波数は翼通過周波数に比例し、次式で表される。

$$f \propto \frac{BN}{60} \quad (1)$$

この式を羽根先端相対速度  $W$  と翼ピッチ  $t$  とを用いて表すと次式となる。

$$f \propto \frac{W}{t} \quad (2)$$

このことは  $S_t = f \cdot (K \cdot t) / W$  で定義されるストロハル数  $S_t$  ならびに  $K$  が一定値をとる可能性を示唆している。試みとして  $S_t=0.2$  として著者らがこれまでに実験した種々の羽根車<sup>(2)</sup>についての共鳴周波数に対して得られた  $K$  を図 12 に示す。図 12 にみられるように基本周波数ではほとんど  $K=0.304$  をとり、その他では 0.076 の整数倍の値をとっている。このような規則性を誘起する機構についてはさらなる検討が必要である。

#### 4. 結 論

本研究では翼先端形状、翼面上に丸棒を装着させた時の丸棒の取付け位置や大きさ、および回転数の共鳴騒音に与える影響を調査した。その結果、次の結論を得た。

(1) 翼先端の前縁側の切削面積が広いファンほど共鳴騒音の音圧レベルが高く、その発生開始流量点も高流量側にある。

(2) 翼先端すきまが広いほど共鳴騒音の音圧レベルが高く、騒音の発生流量域も広い。

(3) 共鳴騒音の周波数  $f$  は動翼の回転数にほぼ比例して変化する。それは  $S_t = f \cdot (K \cdot t) / W = 0.2$  で整理できる。また、その音圧レベルは回転数が高くなるにつれて増加する。

(4) 共鳴騒音の発生には主として動翼先端側負圧面上の前縁近傍の流れが支配的役割を果たしている。

おわりに本研究に協力していただいた当時長崎大学学生の岩高宏樹、久野靖、平本修の諸氏に謝意を表す。

#### 文 献

- (1) 深野・ほか 3 名, 流体力学, 12-6 (昭 51), 346.
- (2) 深野・ほか 3 名, 機論, 43-370 (昭 52), 2199.
- (3) 深野・ほか 2 名, *J. Sound Vib.*, 56-2 (1978), 261.
- (4) 深野・ほか 2 名, 機論, 51-463, B (昭 60), 820.
- (5) 妹尾・児玉, 機論, 39-320 (昭 48), 1246.
- (6) 深野・児玉, 機論, 51-466, B (昭 60), 1825.
- (7) 甲藤, 機論, 26-162 (昭 35), 256.
- (8) 甲藤, 文献(7)の 265 ページ.
- (9) 草間・ほか 3 名, 機論, No. 754-3 (昭 50), 76.
- (10) Tyler, J.M. and Sofrin, T.G., *SAE Trans.*, 70 (1962), 309.